

Труды МАИ. 2025. № 141
Trudy MAI. 2025. No. 141. (In Russ.)

Научная статья
УДК 539.422.52
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184493>
EDN: <https://www.elibrary.ru/DACJMA>

ПОВЕДЕНИЕ ПЛОСКИХ ПАНЕЛЕЙ С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ПРИ НАЛИЧИИ ВНУТРЕННИХ ДЕФЕКТОВ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

Лев Наумович Рабинский¹, Михаил Иванович Мартиросов²,

Дарина Викторовна Дедова³✉

^{1,2,3}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

¹rabinskiy@mail.ru

²michaelmartirosov@yandex.ru

³darina.dedova98@gmail.com✉

Аннотация. Рассматривается поведение плоских трехслойных панелей с сотовым наполнителем различных марок при наличии и отсутствии дефектов. Изучаются дефекты круговой и эллиптической формы. В качестве динамического воздействия на панели рассматривается удар абсолютно жестким бойком и удар фрагментами авиационной шины из армированной резины. Для численного исследования поведения панелей используется метод конечных элементов (МКЭ). В результате исследования получены поля распределения продольных напряжений, распределение индексов разрушения по критерию LaRC04.

Ключевые слова: метод конечных элементов, трехслойные панели, сотовый наполнитель, дефекты, критерии разрушения, полимерные композиционные материалы

Для цитирования: Рабинский Л.Н., Мартиросов М.И., Дедова Д.В. Поведение плоских панелей с сотовым наполнителем при наличии внутренних дефектов различной формы // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184493>

Original article

BEHAVIOR OF FLAT PANELS WITH HONEYCOMB FILLER IN THE PRESENCE OF INTERNAL DEFECTS OF VARIOUS SHAPES

Lev N. Rabinsky¹, Mikhail I. Martirosov², Darina V. Dedova³✉

^{1,2,3}Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russian Federation

¹rabinskiy@mail.ru

²michaelmartirosov@yandex.ru

³darina.dedova98@gmail.com ✉

Abstract. The article investigates the behavior of flat three-layer panels with honeycomb core in the presence of internal defects of the delamination type of various shapes. This paper discusses round and elliptical shape defects that may occur during manufacturing or operational processes. The study examines the impact of dynamic loads, including impacts from an absolutely rigid striker and fragments of reinforced rubber, simulating the rupture of an aircraft tire. The finite element method was used to determine stress fields and the distribution of failure indices. The finite element model is made in the LS-DYNA frame complex. The research evaluates the mechanical response of panels made from different materials, specifically glass-reinforced honeycomb (SSP-1-2.5) and polymer-reinforced honeycomb (PSP-1-2.5-144), under both defective and defect-free conditions. The results reveal that the presence of defects significantly increases stress concentrations in the panels, with stresses in SSP-1-2.5 panels being 3% higher compared to PSP-1-2.5-144

panels. The failure indices, calculated using the LaRC04 (Langley Research Center) criterion for polymer composite materials (PCM), exceed unity in panels with defects, indicating the onset of failure in the upper cladding layer. In contrast, panels without defects exhibit no signs of failure, with stress levels being five times lower than in defective panels. Additionally, the study compares the behavior of panels with multiple elliptical defects, showing that stresses in PSP-1-2.5-144 panels are 11% higher than in SSP-1-2.5 panels under similar conditions. The research also highlights the dynamic response of the panels, including the rebound of rubber fragments and the displacement of the cladding layers.

Keywords: finite element method, three-layer panels, honeycomb filler, defects, failure criteria, composite materials

For citation: Rabinsky L.N., Martirosov M.I., Dedova D.V. Behavior of flat panels with honeycomb filler in the presence of internal defects of various shapes. *Trudy MAI*. 2025. No. 141. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=184493>

1. Введение

Трехслойные панели с сотовым наполнителем нашли широкое применение в различных областях современной техники. Так, в авиационной промышленности из панелей с сотовым наполнителем изготавливают элементы механизации (закрылки, предкрылки, рули высоты и направления), интерьеры пассажирских самолетов и многое другое [1-2].

Такое распространение сотовые панели приобрели благодаря малому весу, большой удельной прочности, высокой жесткости и устойчивости при сжатии, хорошим тепло- и звукопоглощающим свойствам, высокой технологичности [3-8].

Следует отметить, что в процессе эксплуатации и производства в трехслойных панелях могут возникать внутренние дефекты, например, дефекты типа расслоения (нарушение адгезионной связи между монослоями обшивок, выполненных из полимерных композиционных материалов (ПКМ), вызванное механическими воздействиями ударного характера или внутренними напряжениями в изделии после формования или после проведения сборочно-монтажных работ). Такие дефекты

оказывают влияние на прочность и несущую способность конструкции в целом [9-14].

С учетом методов изготовления элементов конструкций из ПКМ в авиации существует следующая классификация категорий дефектов в зависимости от требуемого уровня сохранения остаточной прочности, контролепригодности, интервала между осмотрами, условий появления повреждения, а также является или нет очевидным само событие, вызывающее дефект [15].

Категория 1. Дефекты с вероятностью обнаружения менее 95% в процессе выполнения производственного контроля и тяжелых форм периодического контроля в эксплуатации.

Категория 2. Дефекты, которые можно обнаружить при плановых или целевых осмотрах, проводимых через установленные в эксплуатационной документации интервалы.

Категория 3. Дефекты, которые может обнаружить в пределах нескольких полетов технический персонал, не обладающий специальными навыками контроля конструкций из ПКМ.

Категория 4. Дефект от дискретного источника при известном полетном событии, которое приводит к ограничению в пилотировании для завершения полета.

Категория 5. Серьезные дефекты, вызванные аномальными наземными или полетными явлениями, которые не входят в расчетные критерии или процедуры обоснования прочности конструкции.

В работе [16] разработана методика определения ударостойкости и живучести образцов сотовых панелей и фрагментов лопастей вертолета. Оценка характера ударных повреждений проводилась методом рентгеновской компьютерной томографии.

В работе [17] проведено детальное компьютерное моделирование напряженно-деформированного состояния (НДС) трехслойной панели с сотовым наполнителем при четырехточечном изгибе для выявления особенностей разрушения такого типа конструкций.

В работе [18] приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований композитных силовых панелей крыла и хвостового оперения в условиях одноосного сжатия.

В работе [19] выполнено определение степени влияния внутренних дефектов на прочность детали из ПКМ по результатам анализа конечно-элементной модели (КЭМ) при действии расчетных случаев нагружения. Зона внутренних дефектов определена в ходе неразрушающего контроля методом компьютерной томографии.

В работе [20] проведен числовой параметрический анализ НДС трехслойной пластины с жестким наполнителем и композитными слоями под действием локальных нагрузок. Для описания кинематики несущих слоев приняты гипотезы Кирхгофа.

В работах [21-23] рассмотрено поведение цилиндрической сотовой панели и слоистой композитной панели, состоящей только из монослоев (без наполнителя), при действии различных видов нагрузок при наличии и отсутствии дефектов.

2. Постановка задачи

2.1 Геометрические характеристики

В работе рассматриваются следующие трехслойные элементы конструкций, состоящие из несущих слоев (обшивок), выполненных из ПКМ, и сотового наполнителя различных марок.

1. Плоская прямоугольная панель с сотовым наполнителем размерами $a = 200$ мм, $b = 150$ мм при наличии внутренних дефектов типа расслоения круговой формы диаметра $d = 50$ мм (рисунки 1, 2).

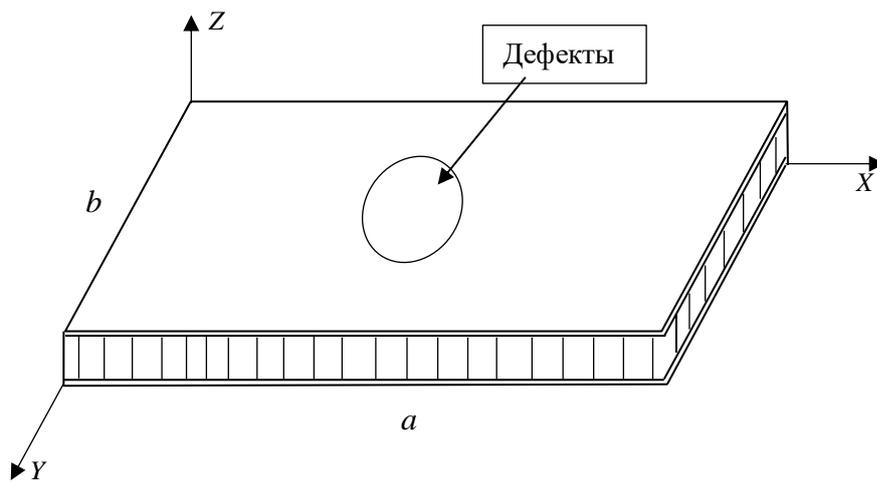


Рисунок 1 – Геометрия трехслойной панели с круговым дефектом

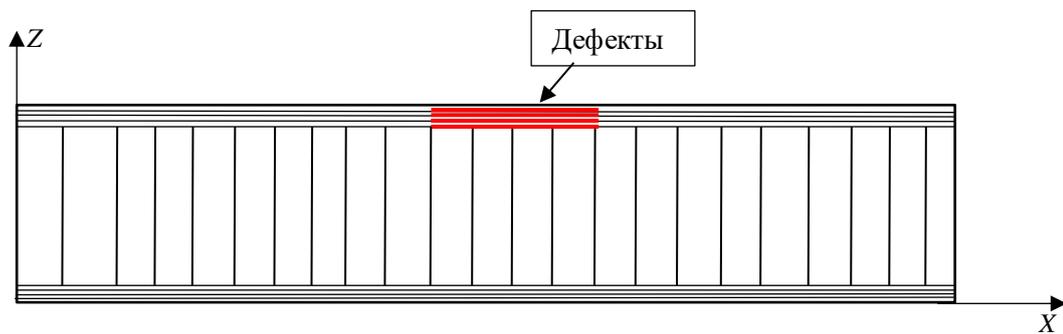


Рисунок 2 – Расположение дефектов в трехслойной панели

2. Плоская прямоугольная панель с сотовым наполнителем размерами $a = 200$ мм, $b = 150$ мм при наличии множественных внутренних дефектов типа расслоений эллиптической формы с осями $m = 40$ мм, $l = 20$ мм (рисунки 3, 4).

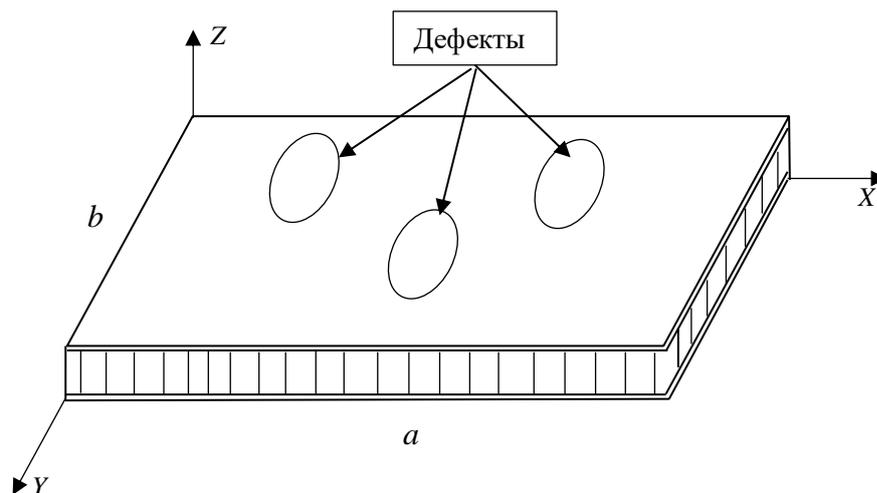


Рисунок 3 – Геометрия трехслойной панели с множественными дефектами

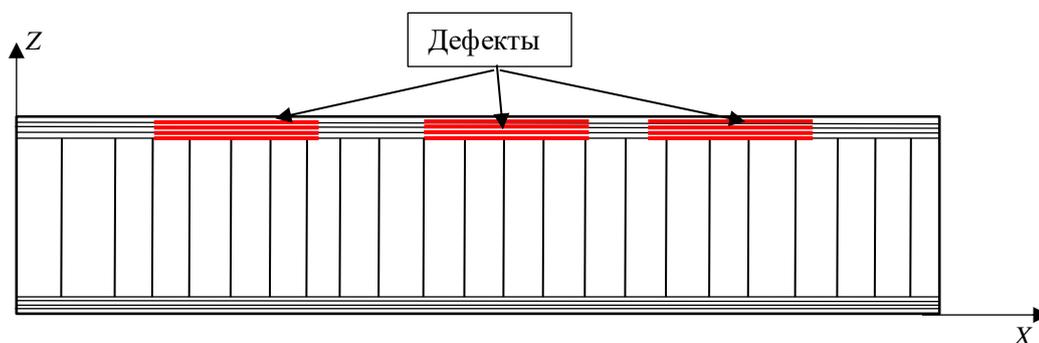


Рисунок 4 – Расположение дефектов в трехслойной панели

2.2 Используемые материалы

Обшивка панели состоит из четырех монослоев, каждый из которых изготовлен из клееного препрега КМКС-2м.120.Т10 (стеклоткань Т-10-80 и клеевая композиция). Укладка монослоев имеет следующий вид: $[+45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]$. Характеристики материала приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Характеристики материала КМКС-2м.120.Т10

Наименование	Обозначение	Значение
Толщина монослоя	h	0,28 мм
Предел прочности в направлении оси ОХ при растяжении	X_t	570 МПа
Предел прочности в направлении оси ОХ при сжатии	X_c	555 МПа
Предел прочности в направлении оси ОУ при растяжении	Y_t	245 МПа
Предел прочности в направлении оси ОУ при сжатии	Y_c	380 МПа
Предел прочности при межслоевом сдвиге	S	69 МПа
Предел прочности при сдвиге в плоскости листа	S_{12}	11 МПа
Модуль упругости в направлении оси ОХ при растяжении	E_{11}	27,5 ГПа
Модуль упругости в направлении оси ОУ при растяжении	E_{22}	17,5 ГПа
Коэффициент Пуассона	μ	0,18

Сотовые наполнители в панелях выполнены из стеклосотопласта марки ССП-1-2,5 – материала на основе стеклоткани и полимерного связующего и полимеросотопласта марки ПСП-1-2,5-144 - материала на основе арамидноволокнистой синтетической каландрированной бумаги (типа Номекс) и фенольного связующего. Характеристики материалов сотового наполнителя приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Характеристики материалов сотового наполнителя

Наименование	Обозначение	Значение	
		ПСП-1-2,5-144	ССП-1-2,5
Размер грани ячейки	c	2,5 мм	2,5 мм
Плотность	ρ	144 кг/м ³	90 кг/м ³
Предел прочности при сдвиге параллельном плоскости элементов ячеек	$X_{ }$	3,8 МПа	2,5 МПа
Предел прочности при сжатии по основе	X_c	11,8 МПа	3,5 МПа
Предел прочности при сдвиге перпендикулярном плоскости элементов ячеек	X_{\perp}	2,7 МПа	2,0 МПа
Модуль упругости при сдвиге параллельном плоскости элементов ячеек	$G_{ }$	88,3 МПа	130 МПа
Модуль упругости при сдвиге перпендикулярном плоскости элементов ячеек	G_{\perp}	58,8 МПа	80 МПа

2.3 Внешние нагрузки

В качестве внешних нагрузок рассматривается ударное воздействие на панель различных видов ударников:

1. Удар абсолютно жестким бойком массой $m = 0,5$ кг, движущимся со скоростью $V = 20$ м/с.

2. Удар фрагментами шины из армированной резины (разрыв покрышки колеса шасси самолета при движении по взлетно-посадочной полосе аэродрома). Характеристики фрагментов приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Характеристики фрагментов шины

Номер фрагмента	Размеры (длина×ширина×высота), мм	Скорость, V, м/с
1	12×15×28	35
2	18×11×30	30
3	13×8×25	25

3. Конечно-элементная модель

Поставленная задача решалась при помощи МКЭ [24-27] в программном комплексе LS-DYNA.

Соединение сотового заполнителя со слоями обшивки осуществлялось при помощи клеевого контакта «TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE_OFFSET». Для данного типа контакта характерно «связывание» узлов только в том случае, если поверхности контакта находятся близко друг к другу.

Склеивание несущих слоёв между собой осуществлялось с помощью контакта «AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK». Взаимодействие зон дефектов моделировалось с помощью контакта «AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE» и «AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE». Для этих типов контактов требуется, чтобы для всех тел, моделируемых оболочечными элементами, была задана реалистичная толщина конечного элемента (КЭ).

КЭМ трехслойной панели с круглым дефектом представлена на рисунке 5. Всего в модели 183245 КЭ.

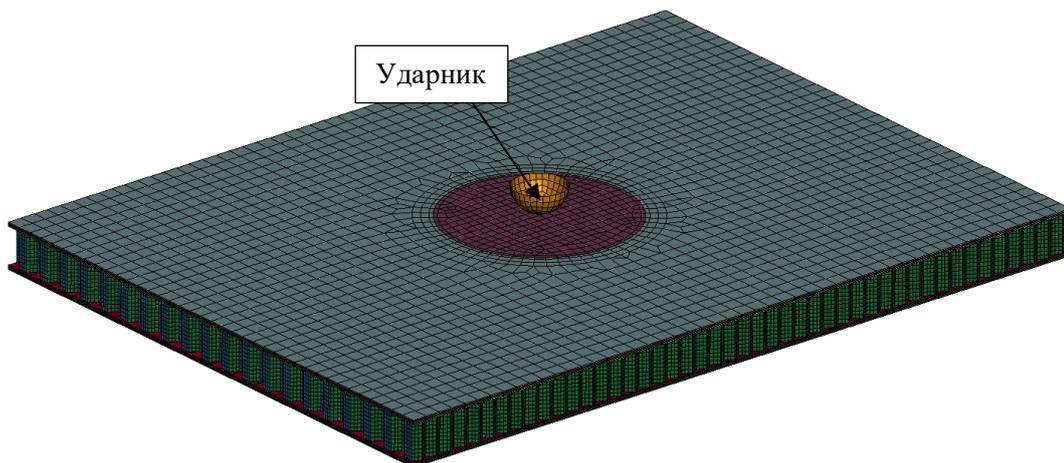


Рисунок 5 – Конечно-элементная модель панели с круглым дефектом

КЭМ трехслойной панели с множественными дефектами эллипсоидной формы представлена на рисунке 6. Всего в модели 189686 КЭ.

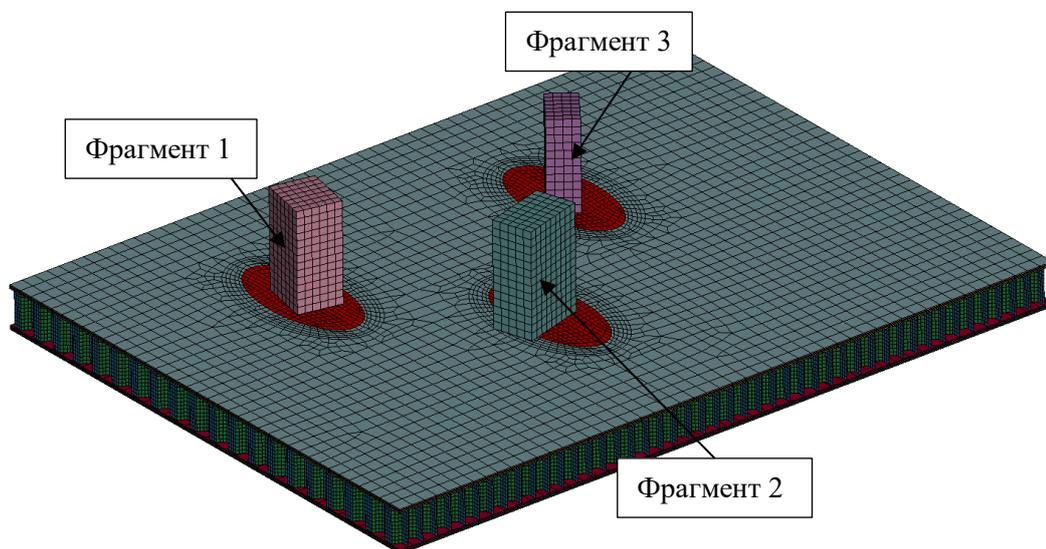


Рисунок 6 – Конечно-элементная модель панели с множественными дефектами

4. Результаты исследования

В результате проведенного численного исследования определяется распределение полей напряжений в несущих слоях панели в различные моменты времени. На основе полей напряжений определяется распределение индексов разрушения f по критерию разрушения LaRC04 (Langley Research Center) для ПКМ [28-30].

Критерий прочности LaRC04.

В следующих выражениях X - предел прочности в продольном направлении 1, Y - предел прочности в поперечном направлении 2.

Для критерия LaRC04 (3-D) напряжения в области несоосности волокон записываются следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{2\psi 2\psi} &= \frac{(\sigma_2 + \sigma_3)}{2} + \frac{(\sigma_2 - \sigma_3)}{2} \cos(2\psi) + \tau_{23} \sin(2\psi); \\
 \tau_{12\psi} &= \tau_{12} \cos(\psi) + \tau_{13} \sin(\psi); \\
 \tau_{2m3\psi} &= \tau_{2\psi 3\psi} \cos(\psi) + \tau_{3\psi 1} \sin(\psi); \\
 \tau_{2\psi 3\psi} &= 0; \\
 \tau_{3\psi 1} &= \tau_{31} \cos(\psi) - \tau_{12} \sin(\psi),
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $\psi = \frac{1}{2} \arctg\left(\frac{2\tau_{23}}{\sigma_2 - \sigma_3}\right)$ - угол несоосности.

Область несоосности определяется путем оценки «неискаженного» и «искаженного» углов смещения для чистого сжатия, а также деформации сдвига в предположении линейности и малых углов сдвига.

После определения области несоосности напряжения можно привести к искаженной системе координат:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{2m2m} &= \sigma_1 + \sigma_{2\psi 2\psi} - \sigma_{1m1m}; \\
 \sigma_{1m1m} &= \frac{(\sigma_1 + \sigma_{2\psi 2\psi})}{2} + \frac{(\sigma_1 - \sigma_{2\psi 2\psi})}{2} \cos(2\psi) + \tau_{12\psi} \sin(2\psi); \\
 \tau_{1m2m} &= -\frac{(\sigma_1 - \sigma_{2\psi 2\psi})}{2} \sin(2\psi) + \tau_{12\psi} \cos(2\psi).
 \end{aligned} \tag{2}$$

Критерий прочности волокон.

Для оценки прочности волокон при растяжении применяется следующее выражение:

$$f_f = \frac{\sigma_{11}}{X_t} \text{ для } \sigma_1 \geq 0. \tag{3}$$

Для поперечного сжатия критерий имеет вид:

$$f_f = \left(\frac{\tau_{1m2m}}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_{2m2m}} \right)^2 \text{ для } \sigma_1 < 0 \text{ и } \sigma_{2m2m} < 0. \tag{4}$$

Критерий прочности матрицы.

Функция критерия прочности при сжатии матрицы определяется следующим образом:

$$f_m = \left(\frac{\tau^{Tm}}{S^T - \eta^T \sigma_n^m} \right)^2 - \left(\frac{\tau^{Lm}}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_n^m} \right)^2 \text{ для } \sigma_2 < 0 \text{ и } \sigma_1 < -Y_c, \quad (5)$$

$$\text{где } \sigma_n^m = \frac{\sigma_{2m2m} + \sigma_{3\psi 3\psi}}{2} + \frac{\sigma_{2m2m} - \sigma_{3\psi 3\psi}}{2} \cos(2a) + \tau_{2m3\psi} \sin(2a);$$

$$\tau_m^T = -\frac{\sigma_{2m2m} - \sigma_{3\psi 3\psi}}{2} \sin(2a) + \tau_{2m3\psi} \cos(2a);$$

$$\tau_m^L = \tau_{1m2m} \cos(a) + \tau_{3\psi 1m} \sin(a).$$

Функция критерия прочности при поперечном растяжении матрицы определяется следующим образом:

$$f_m = \left(\frac{\tau^T}{S^T - \eta^T \sigma_n} \right)^2 - \left(\frac{\tau^L}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_n} \right)^2 \text{ для } \sigma_2 < 0 \text{ и } \sigma_1 \geq -Y_c. \quad (6)$$

4.1 Трехслойная панель с дефектом круговой формы

На рисунке 7 показаны продольные напряжения в верхнем слое обшивки (в зоне возможных) дефектов для панели с наполнителем из полимеросотопласта марки ПСП-1-2,5-144 при наличии и отсутствии дефектов в момент времени 3 мс.

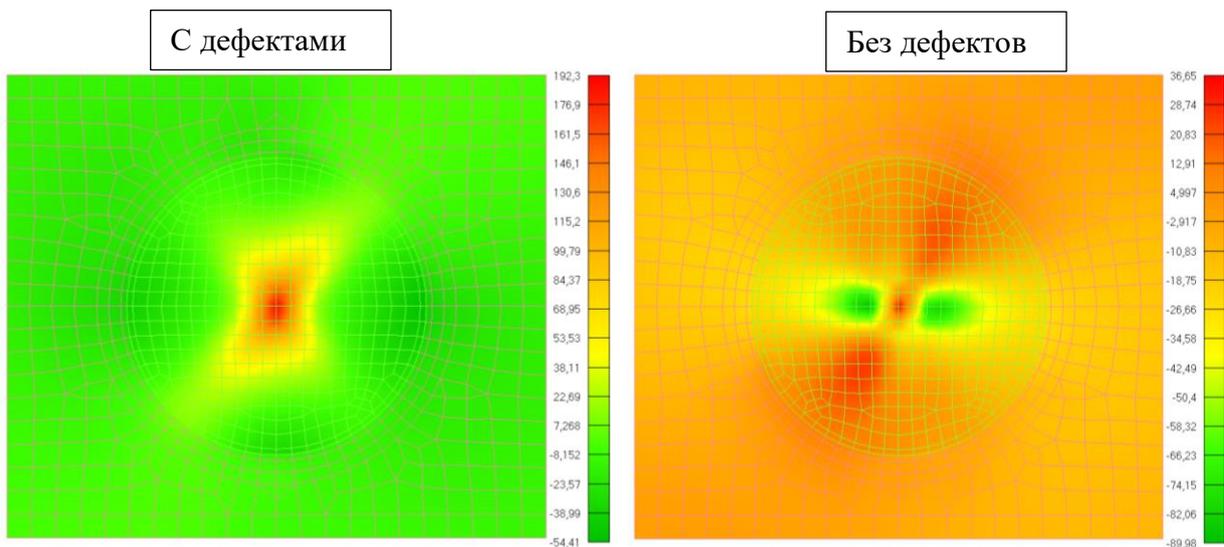


Рисунок 7 – Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144, МПа

На рисунке 8 показаны продольные напряжения в верхнем слое обшивки (в зоне возможных) дефектов для панели с наполнителем из стеклосотопласта марки ССП-1-2,5 при наличии и отсутствии дефектов в момент времени 3 мс.

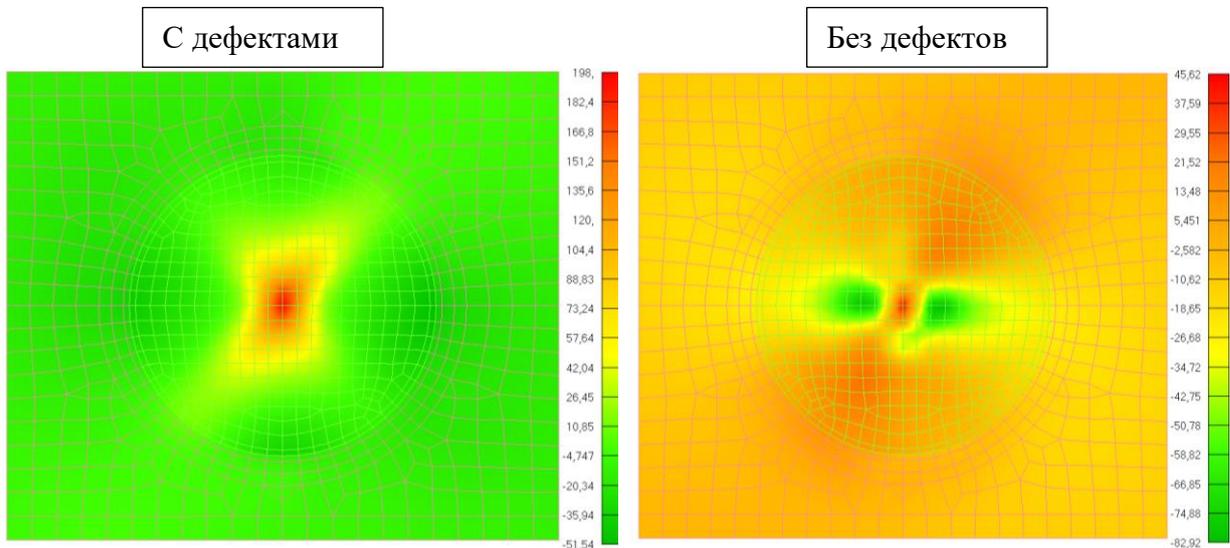


Рисунок 8 - Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ССП-1-2,5, МПа

На рисунке 9 показаны индексы разрушения в верхнем слое обшивки (в зоне возможных дефектов) для панели с наполнителем из полимеросотопласта марки ПСП-1-2,5-144 при наличии и отсутствии дефектов в момент времени 3 мс.

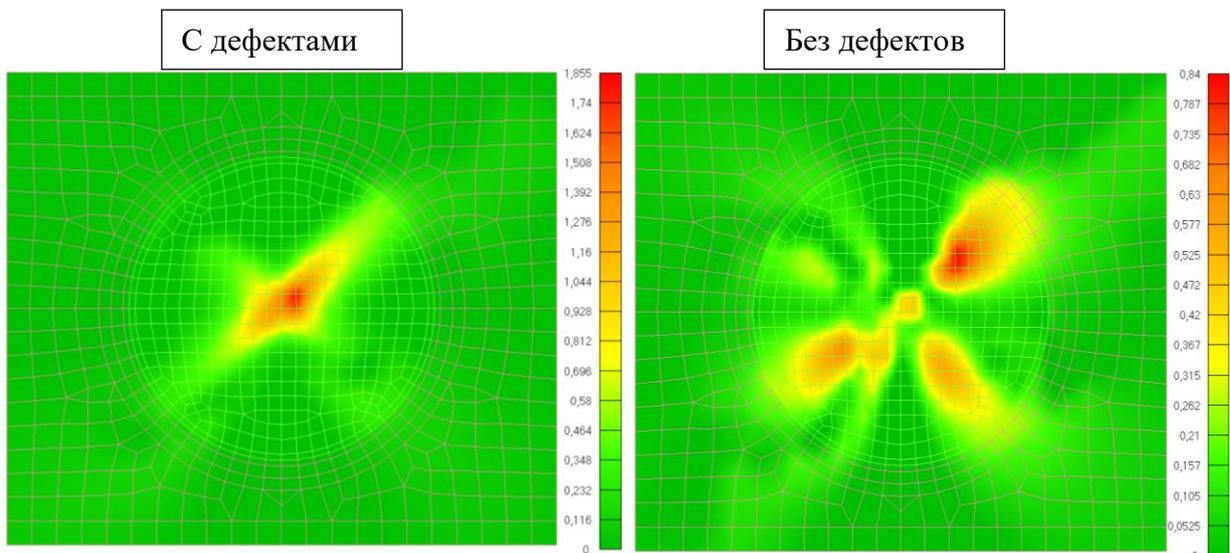


Рисунок 9 – Распределение индексов разрушения в панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144

На рисунке 10 показаны индексы разрушения f в верхнем слое обшивки (в зоне возможных дефектов) для панели с наполнителем из ССП-1-2,5 при наличии и отсутствии дефектов в момент времени 3 мс.

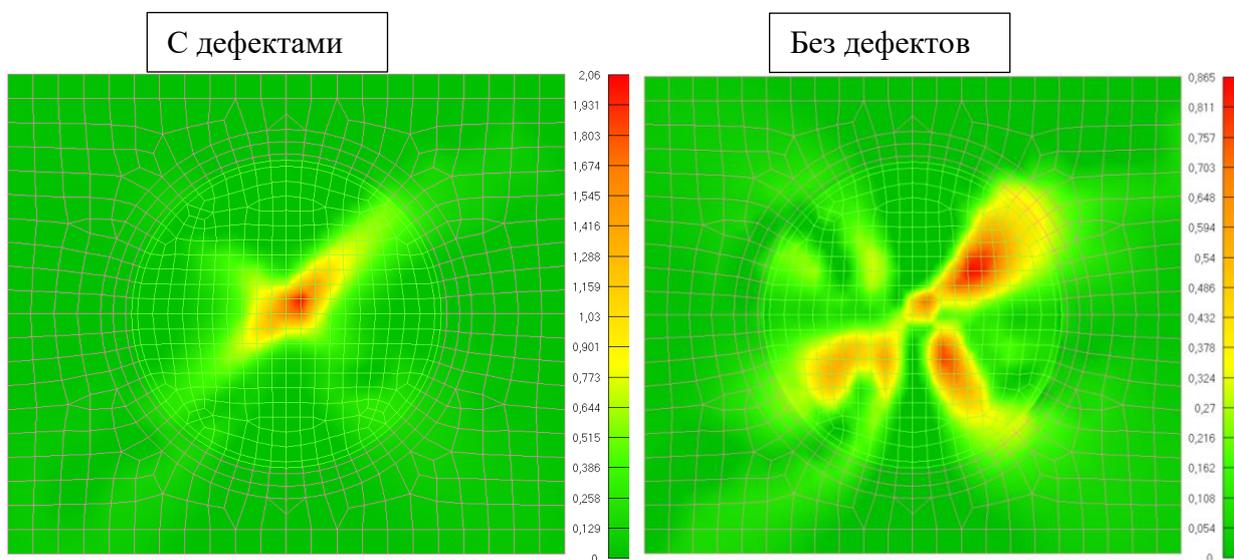


Рисунок 10 – Распределение индексов разрушения в панели с наполнителем из ССП-1-2,5

Из рисунков 7, 8 следует, что при использовании в качестве сотового наполнителя стеклосотопласта марки ССП-1-2,5 напряжения в панели с дефектами выше на 3%, чем в панели с наполнителем из полимеросотопласта марки ПСП-1-2,5-144. При этом напряжения в панелях без дефектов в 5 раз меньше, чем в панелях с дефектами.

Из рисунков 9 и 10 следует, что индексы разрушения f в первом слое обшивки панелей с дефектами при использовании наполнителей марок ССП-1-2,5 и ПСП-1-2,5-144 превышают единицу, из чего можно сделать вывод, что верхний слой обшивки разрушается. В панелях без дефектов индекс разрушения f меньше единицы, следовательно, разрушения не наблюдается.

4.2 Трехслойная панель с множественными дефектами эллиптической формы

На рисунках 11, 12 показаны продольные напряжения в верхнем слое обшивки (в зоне возможных дефектов) для панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144 при наличии дефектов и их отсутствии в момент времени 1,5 мс.

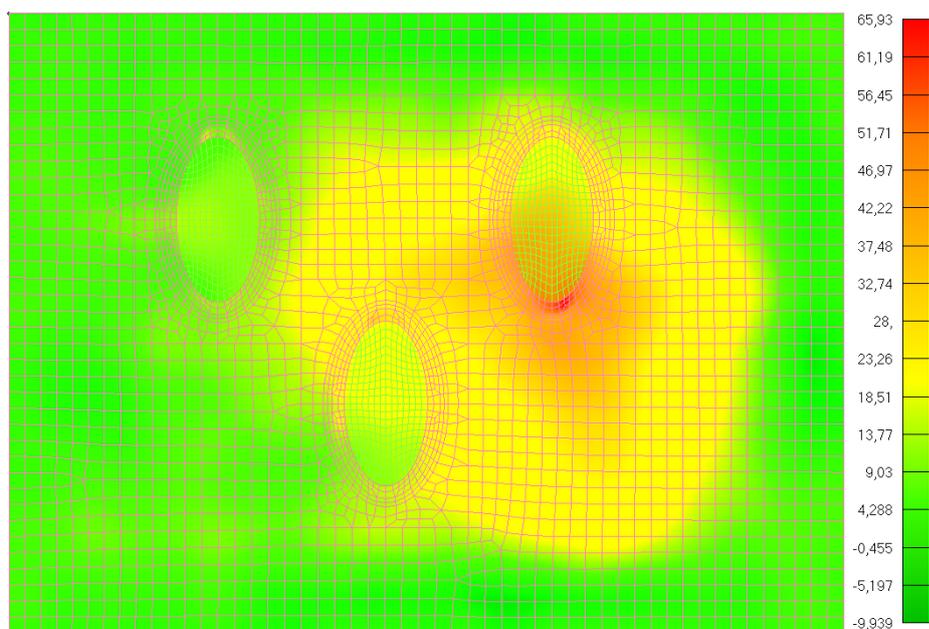


Рисунок 11 - Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144 с дефектами, МПа

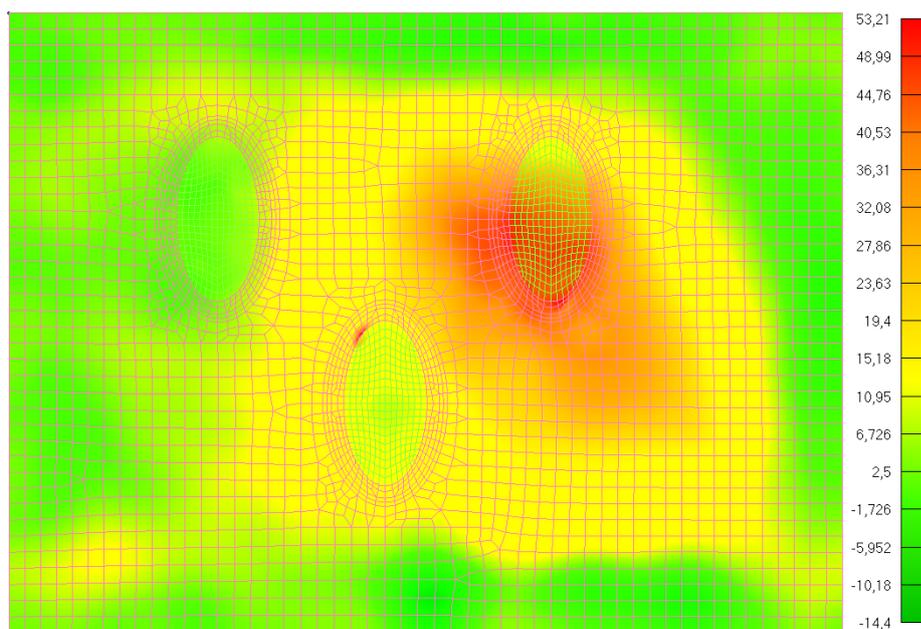


Рисунок 12 - Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144 без дефектов, МПа

На рисунках 13, 14 представлены продольные напряжения в верхнем слое обшивки (в зоне возможных дефектов) для панели с наполнителем из ССП-1-2,5 при наличии дефектов и их отсутствии в момент времени 1,5 мс.

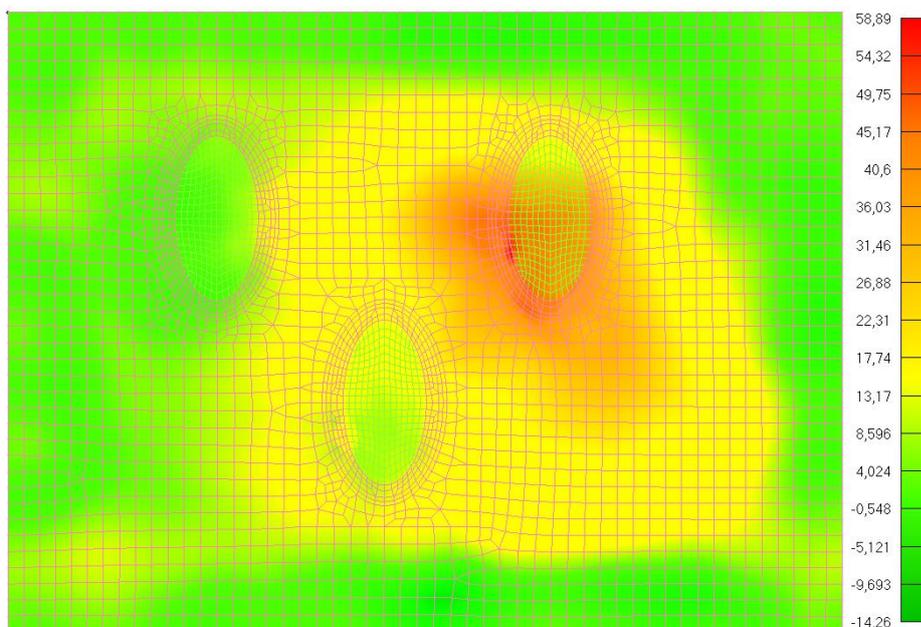


Рисунок 13 - Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ССП-1-2,5 с дефектами, МПа

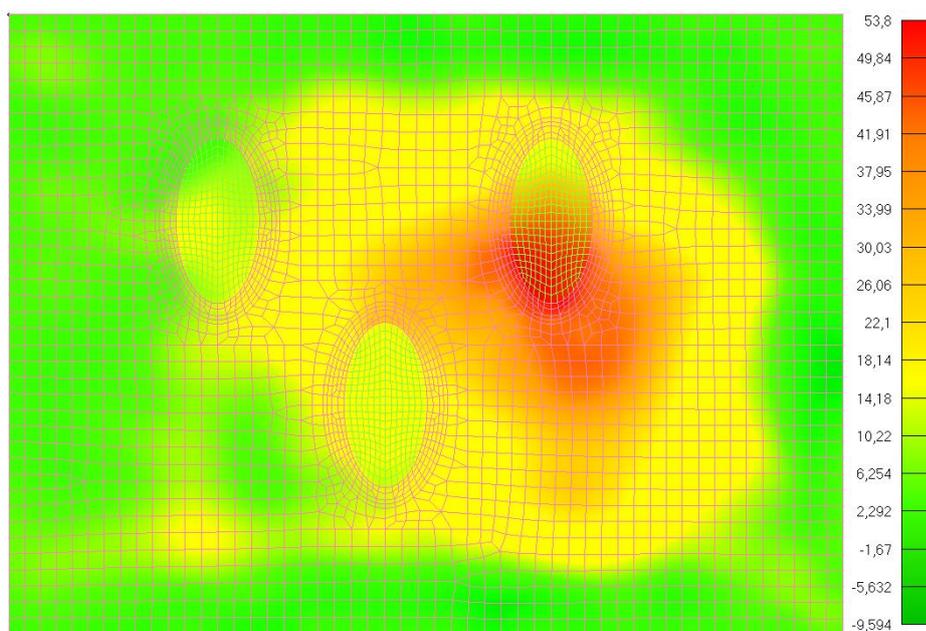


Рисунок 14 - Распределение продольных напряжений в панели с наполнителем из ССП-1-2,5 без дефектов, МПа

На рисунке 15 показано изменение кинетической энергии фрагментов армированной резины, действующей на панель с множественными дефектами.

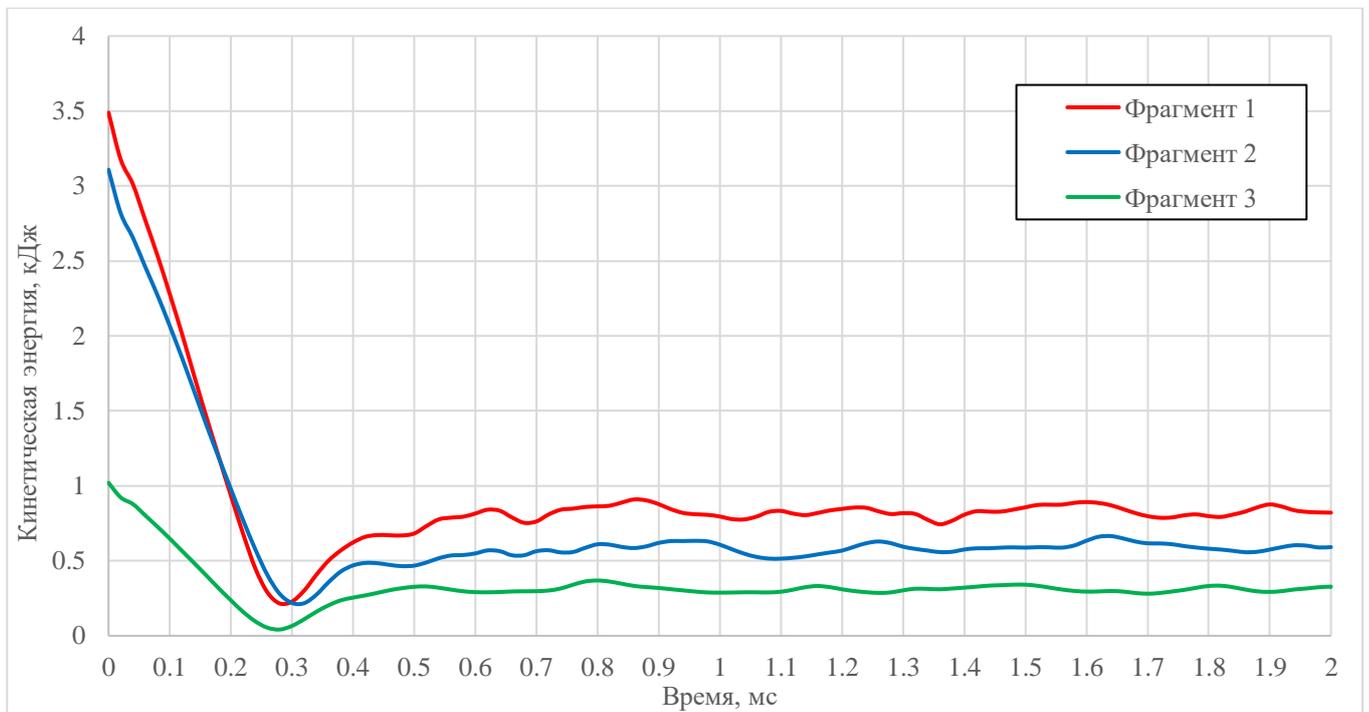


Рисунок 15 – Изменение кинетической энергии фрагментов резины

На рисунке 16 представлено изменение перемещений в верхнем слое обшивки панели.

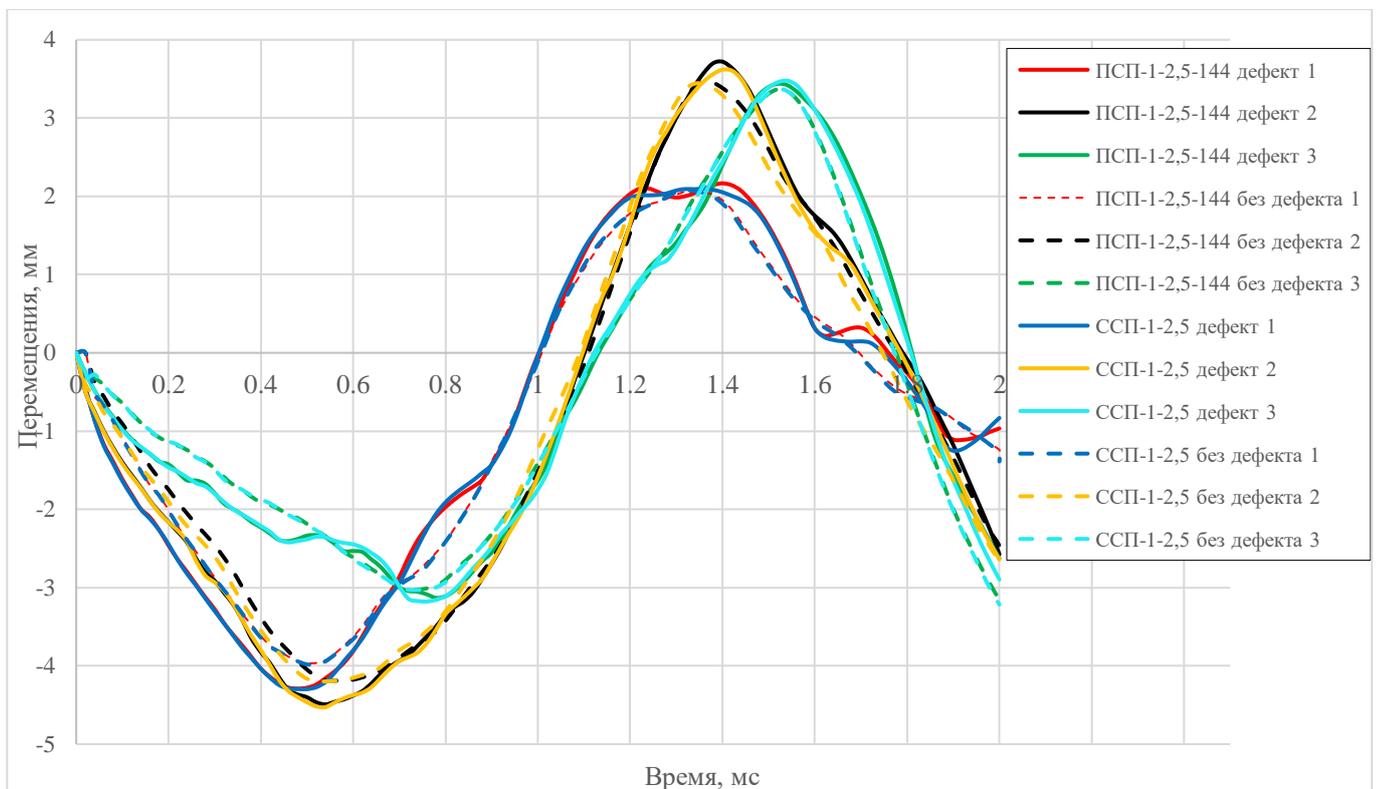


Рисунок 16 – Изменение перемещений в верхнем слое обшивки

Из рисунков 13 и 14 следует, что напряжения в панели с наполнителем из ПСП-1-2,5-144 больше на 11%, чем в панели ССП-1-2,5 при наличии дефектов. В панели без дефектов напряжения меньше в 1,23 раза.

Из рисунка 15 следует, что в момент времени $\sim 0,3$ мс происходит отскок фрагментов резины.

На рисунке 16 видно, что самые большие перемещения достигаются в момент времени 1,4 мс для дефекта эллиптической формы №2. При этом не наблюдается существенной разницы в перемещениях для панели с дефектами и без дефектов.

Заключение

В результате проведенного численного исследования определены поля напряжений в трехслойных панелях с обшивками из ПКМ (клеевых препрегов) и сотовым наполнителем различных марок при наличии и отсутствии дефектов различной формы (круговой и эллиптической). Дано сравнение перемещений в (зонах возможного появления дефектов) для панелей при наличии и отсутствии дефектов. Также приведено сравнение распределения индексов разрушения f для панелей с различными сотовыми наполнителями при наличии и отсутствии дефектов.

Список источников

1. Любин Дж., Дастин С. Аэрокосмическое применение композитов: Справочник по композиционным материалам в двух книгах. Кн. 2. - М.: Машиностроение, 1988. С. 538-566.
2. Вольмир А.С. Современные концепции применения композитных материалов в летательных аппаратах и двигателях // Механика композитных материалов. 1985. № 6. С. 1049-1056.
3. Александров А.Я., Брюккер Л.Э., Куршин Л.М. Расчет трехслойных панелей. - М.: Оборонгиз, 1960. - 270 с.
4. Тимошенко С.П., Гере Дж. Механика материалов. - М.: Мир, 1976. - 669 с.

5. Лютцау В.Г., Махутов Н.А., Полилов А.Н. Проблемы и перспективы применения композиционных материалов в машиностроении // *Машиноведение*. 1988. № 2. С. 3-11.
6. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. - М.: Машиностроение, 1988. - 272 с.
7. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов. - Харьков: ХАИ, 1997. - 200 с.
8. Ишлинский А.Ю., Черный Г.Г. Прикладная механика композитов. - М.: Мир, 1989. - 360 с.
9. Болотин В.В. Повреждение и разрушение композитов по типу расслоений // *Механика композитных материалов*. 1987. № 3. С. 423-432.
10. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение. - М.: Мир, 1984. - 624 с.
11. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов // *Механика композитных материалов*. 1984. № 2. С. 239-255.
12. Heslehurst R.B. *Defects and Damage in Composite Materials and Structures*. CRC Press, 2014. 154 p.
13. Воронцов А.Н., Мурзаханов Г.Х., Щугорев В.Н. Разрушение конструкций из композитных материалов по типу расслоений // *Механика композитных материалов*. 1989. № 6. С. 1007-1023.
14. Берлин А.А., Тополкараев В.А., Баженов С.Л. О влиянии расслоения на процесс разрушения композитов. Физические аспекты прогнозирования разрушения и деформирования гетерогенных материалов. - Л.: Физико-технический институт им. Иоффе, 1987. С. 102-112.
15. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013. - 272 с.
16. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И., Кротова Е.В. Разработка методики определения стойкости к ударным воздействиям деталей летательных аппаратов из композитов с сотовым наполнителем // *Вестник Московского*

авиационного института. 2020. Т. 27, № 3. С. 111-125. DOI: [10.34759/vst-2020-3-111-125](https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-111-125)

17. Димитриенко Ю.И., Федонюк Н.Н., Губарева Е.А. Моделирование и разработка трехслойных композиционных материалов с сотовым наполнителем // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Естественные науки. 2014. № 5 (56). С. 66-81.

18. Голован В.И., Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Несущая способность панелей из композиционных материалов при наличии эксплуатационных повреждений // Труды МАИ. 2020. № 110. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=112830>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-5](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-5)

19. Толстикова В.Г., Пыхалов А.А. Анализ напряженно-деформированного состояния деталей планера самолета из композиционных материалов на основе сканирования и решения глобально-локальной задачи // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158214>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-05)

20. Старовойтов Э.И., Локтева Н.А., Старовойтова Е.Э. Деформирование трехслойных композитных ортотропных прямоугольных пластин // Труды МАИ. 2014. № 77. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53018>

21. Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Численный анализ поведения слоистой композитной панели с межслоевыми дефектами под действием динамических нагрузок // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2019. Т. 15, № 2. С. 127-134.

22. Рабинский Л.Н., Мартиросов М.И., Дедова Д.В., Хомченко А.В. Исследование динамики композитных цилиндрических панелей с сотовым наполнителем с внутренними повреждениями под действием струи авиационного двигателя // Научно-технический журнал «Станки. Инструмент». 2024. № 4. С. 30-33.

23. Рабинский Л.Н., Мартиросов М.И., Дедова Д.В., Хомченко А.В. Поведение трёхслойных панелей с сотовым наполнителем из полимеросотопластов повышенной плотности с внутренними дефектами при действии реактивной струи двигателя // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2024. № 3. С. 298-303.

24. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L. The finite element method. Vol. 1. Butterworth Heinemann. 2000. 708 p.
25. Зенкевич О., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация: Пер. с англ. - М.: Мир, 1986. - 312 с.
26. Сигерлинд Л. Применение метода конечных элементов. - М.: Мир, 1979. - 392 с.
27. Sigerlind L.-J. Applied Finite Element Analysis, John Wiley and Sons. Inc. 1976. 195 p.
28. Муйземнек А.Ю., Карташова Е.Д. Механика деформирования и разрушения полимерных слоистых композиционных материалов. - Пенза: Изд-во ПГУ, 2017. - 56 с.
29. Ву Э.М. Феноменологические критерии разрушения анизотропных сред. Композиционные материалы / Под ред. Дж. Сендецки. Том 2: Механика композиционных материалов. - М.: Мир, 1978. С. 401-491.
30. Sebaey T.A., Blanco N., Lopes C.S., Costa J. Numerical investigation to prevent crack jumping in Double Cantilever Beam test of multidirectional composite laminates // Composites Science and Technology. 2011. V. 71, P. 1587-1592. DOI: [10.1016/j.compscitech.2011.07.002](https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2011.07.002)

References

1. Lyubin Dzh., Dastin S. *Aerokosmicheskoe primeneniye kompozitov: Spravochnik po kompozitsionnym materialam v dvukh knigakh* (Aerospace application of composites. Handbook of composite materials in two books). V. 2. Moscow: Mashinostroeniye Publ., 1988. P. 538-566.
2. Vol'mir A.S. Modern concepts of composite materials application in aircraft and engines. *Mekhanika kompozitnykh materialov*. 1985. No. 6. P. 1049-1056. (In Russ.)
3. Aleksandrov A.Ya., Bryukker L.E., Kurshin L.M. *Raschet trekhsloinykh panelei* (Calculation of three-layer panels). Moscow: Oborongiz Publ., 1960. 270 p.
4. Timoshenko S.P., Gere Dzh. *Mekhanika materialov* (Mechanics of materials). Moscow: Mir Publ., 1976. 669 p.

5. Lyuttsau V.G., Makhutov N.A., Polilov A.N. Problems and prospects of application of composite materials in mechanical engineering. *Mashinovedenie*. 1988. No. 2. P. 3-11. (In Russ.)
6. Vasil'ev V.V. *Mekhanika konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of structures made of composite materials). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 272 p.
7. Karpov Ya.S. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of composite materials). Khar'kov: KHAI Publ., 1997. 200 p.
8. Ishlinskii A.Yu., Chernyi G.G. *Prikladnaya mekhanika kompozitov* (Applied mechanics of composites). Moscow: Mir Publ., 1989. 360 p.
9. Bolotin V.V. Damage and destruction of composites by type of stratification. *Mekhanika kompozitnykh materialov*. 1987. No. 3. P. 423-432. (In Russ.)
10. Kollinz Dzh. *Povrezhdenie materialov v konstruksiyakh. Analiz, predskazanie, predotvrashchenie* (Damage to materials in structures. Analysis, prediction, prevention). Moscow: Mir Publ., 1984. 624 p.
11. Bolotin V.V. Defects such as delaminations in composite structures. *Mekhanika kompozitnykh materialov*. 1984. No. 2. P. 239-255. (In Russ.)
12. Heslehurst R.B. *Defects and Damage in Composite Materials and Structures*. CRC Press, 2014. 154 p.
13. Vorontsov A.N., Murzakhanov G.Kh., Shchugorev V.N. Destruction of structures made of composite materials by the type of stratification. *Mekhanika kompozitnykh materialov*. 1989. No. 6. P. 1007-1023. (In Russ.)
14. Berlin A.A., Topolkaraev V.A., Bazhenov S.L. *O vliyanii rassloeniya na protsess razrusheniya kompozitov. Fizicheskie aspekty prognozirovaniya razrusheniya i deformirovaniya geterogennykh materialov*. (On the influence of delamination on the process of destruction of composites. Physical aspects of forecasting the destruction and deformation of heterogeneous materials). Leningrad: Fiziko-tekhnicheskii institut im. Ioffe Publ., 1987. P. 102-112.
15. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudar'kov Yu.I. *Prochnost' i ustoichivost' elementov i soedinenii aviatsionnykh konstruksii iz kompozitov* (Strength and stability of elements and joints of aircraft structures made of composites). Moscow: Fizmatlit Publ., 2013. 272 p.

16. Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I., Krotova E.V. Developing technique for impact action resistance determining of the aircraft parts from composites with honeycomb filler. *Aerospace MAI Journal*. 2020. V. 27, No. 3. P. 111-125. (In Russ.). DOI: [10.34759/vst-2020-3-111-125](https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-111-125)
17. Dimitrienko Yu.I., Fedonyuk N.N., Gubareva E.A. Modeling and development of three-layer composite materials with honeycomb filler. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya: Estestvennye nauki*. 2014. No. 5 (56). P. 66-81. (In Russ.)
18. Golovan V.I., Dudar'kov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. Load bearing capacity of composite panels with in-service damages. *Trudy MAI*. 2020. No. 110. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=112830>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-5](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-5)
19. Tolstikov V.G., Pykhalov A.A. Stress-strain analysis of aircraft airframe parts from composite materials based on scanning and global-local problem solution. *Trudy MAI*. 2021. No. 118. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158214>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-05)
20. Starovoitov E.I., Lokteva N.A., Starovoitova E.E. Deformation of orthotropic three-layer rectangular plate. *Trudy MAI*. 2014. No. 77. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53018>
21. Medvedskii A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V. Numerical analysis of layered composite panel behavior with interlaminar defects subject to dynamic loads. *Stroitel'naya mekhanika inzhenernykh konstrukttsii i sooruzhenii*. 2019. V. 15, No. 2. P. 127-134. (In Russ.)
22. Rabinskii L.N., Martirosov M.I., Dedova D.V., Khomchenko A.V. Investigation of dynamics of composite cylindrical panels with honeycomb filler with internal damage caused by jet of an aircraft engine. *Nauchno-tekhnicheskii zhurnal «Stanki. Instrument»*. 2024. No. 4. P. 30-33. (In Russ.)
23. Rabinskii L.N., Martirosov M.I., Dedova D.V., Khomchenko A.V. Behavior of three-layer panels with honeycomb core made of high-density polymer plastics with internal

defects under the action of an engine jet. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2024. No. 3. P. 298-303. (In Russ.)

24. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L. *The finite element method*. Vol. 1. Butterworth Heinemann. 2000. 708 p.

25. Zenkevich O., Morgan K. *Konechnye elementy i approksimatsiya* (Finite elements and approximation). Moscow: Mir Publ., 1986. 312 p.

26. Sigerlind L. *Primenenie metoda konechnykh elementov* (Application of the finite element method). Moscow: Mir Publ., 1979. 392 p.

27. Sigerlind L.-J. *Applied Finite Element Analysis*, John Wiley and Sons. Inc. 1976. 195 p.

28. Muizemnek A.Yu., Kartashova E.D. *Mekhanika deformirovaniya i razrusheniya polimernykh sloistykh kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of deformation and destruction of polymer layered composite materials). Penza: Izd-vo PGU Publ., 2017. 56 p.

29. Vu E.M. *Fenomenologicheskie kriterii razrusheniya anizotropnykh sred. Kompozitsionnye materialy* (Phenomenological criteria for the destruction of anisotropic media. Composite materials Volume 2: Mechanics of composite materials), Moscow: Mir Publ., 1978. P. 401-491.

30. Sebaey T.A., Blanco N., Lopes C.S., Costa J. Numerical investigation to prevent crack jumping in Double Cantilever Beam test of multidirectional composite laminates. *Composites Science and Technology*. 2011. V. 71, P. 1587-1592. DOI: [10.1016/j.compscitech.2011.07.002](https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2011.07.002)

Статья поступила в редакцию 24.11.2024

Одобрена после рецензирования 30.11.2024

Принята к публикации 25.04.2025

The article was submitted on 24.11.2024; approved after reviewing on 30.11.2024; accepted for publication on 25.04.2025